

TEORIA DEL PERFIL^(*)

Por GREGORIO MILLAN BARBANY,
INGENIERO AERONAUTICO DEL INTA.

1. INTRODUCCIÓN.

La teoría clásica de perfiles se refiere al estudio de una corriente de traslación, estacionaria e irrotacional de un fluido incompresible alrededor de un obstáculo. Con estas condiciones se garantiza la existencia de un potencial complejo analítico regular en el campo del movimiento, cuyas partes real e imaginaria son, respectivamente, el potencial de velocidades y la función de corriente del movimiento. La circulación, que se relaciona con la sustentación mediante la fórmula de JOUKOWSKI, se fija por la condición de velocidad finita en el borde de salida, cuya presencia es esencial para crear tal circulación. Puesto que el potencial complejo es invariante en las representaciones conformes, un teorema de RIEMANN permite normalizar el problema mediante representación conforme del exterior del perfil sobre el exterior de un círculo. El potencial en éste se calcula de una vez para siempre, y con ello el problema dinámico se reduce a uno geométrico: el de la representación conforme. Conocida la función de representación para un perfil dado, las fórmulas de BLASIUS permiten calcular la sustentación en posición y magnitud, y la teoría de VON MISES da los invariantes de perfil: primero, segundo y tercer ejes; foco o centro aerodinámico: parábola metacéntrica. La función de representación permite también calcular la velocidad en todo punto del plano del perfil y, por consiguiente, sobre el perfil mismo. La fórmula de BERNOULLI da la distribución de presiones asociada. Las predicciones teóricas han sido confirmadas experimentalmente.

El método más fácil de aplicar lo anterior consiste en dar funciones de representación, ver los perfiles a que conducen y estudiar sus características aerodinámicas. Así surgieron las familias clásicas de perfiles teóricos de KUTTA, JOUKOWSKI, KÁRMÁN-TREFFTZ, VON MISES, etc. Pero estos perfiles no eran los mejores en cuanto a su utilización, cosa que no es sorprendente, puesto que la

teoría anterior ignora factores tan importantes como la resistencia y el ángulo de sustentación máxima, que marca el límite de la corriente potencial no desprendida. Ante la necesidad de obtener perfiles de mejores características aerodinámicas, hubo que buscarlos por medios empíricos, recurriendo a los ensayos en túnel aerodinámico. Tales ensayos produjeron las primeras familias de perfiles de Alemania, Inglaterra, Francia y Estados Unidos. En ellos se buscaban buenas características globales: pequeños coeficientes de resistencia y momento, gran pendiente de la curva de sustentación, gran coeficiente de sustentación máximo. Luego, se comprobó que los coeficientes de sustentación máxima y de resistencia dependían esencialmente de la ley de distribución de presiones sobre el perfil, y puesto que ésta era dada con buena aproximación por la teoría clásica, hubo que volver a ella.

2. DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES.

Se distinguen dos problemas opuestos:

- a) Hallar la distribución de presiones correspondiente a un perfil dado.
- b) Hallar el perfil capaz de realizar una distribución de presiones prefijada.

El primer problema es equivalente a éste: calcular la función de representación correspondiente a un perfil de forma dada, con condiciones normales en el infinito (**). Mediante esta función se pasa de la distribución conocida de velocidades sobre el círculo, a la de presiones sobre el perfil. El segundo problema es más complicado. Uno y otro se simplifican algo por el hecho de que basta conocer la correspondencia de los puntos de contorno.

Se emplean, en general, series trigonométricas, y el problema se aproxima mediante el siguiente: calcular los valores de una serie trigonométrica, co-

(**) Correspondencia de los puntos del infinito y de las direcciones reales en ellos; coincidencia de los centros del perfil y del círculo. Entonces la función de representación toma la forma:

$$\zeta = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} \dots,$$

siendo ζ la variable del perfil y z las del círculo.

(*) De la conferencia inaugural del cursillo de "Introducción a la Aerodinámica Moderna". Madrid, 2 de marzo de 1949.

nocidos los de su conjugada. Una y otra se definen así:

$$\left. \begin{aligned} \psi - \psi_0 &= \sum_1^{\infty} (A_n \cos n\varphi + B_n \sin n\varphi) \\ \varepsilon &= \sum_1^{\infty} (B_n \cos n\varphi - A_n \sin n\varphi) \end{aligned} \right\} [1]$$

Los valores de ε se obtienen en función de los de φ mediante la fórmula de POISSON:

$$\varepsilon(\varphi) = -\frac{1}{2\pi} P \int_0^{2\pi} f(\chi) \cot \frac{1}{2}(\chi - \varphi) d\chi. [2]$$

P significa valor principal, en el sentido de CAUCHY.

a) *Problema directo.* — Veamos cómo se resuelve el problema directo:

Sean:

$$\begin{aligned} \zeta &= \text{variable del perfil.} \\ z &= \text{" " círculo.} \end{aligned}$$

Los orígenes en ambos planos se suponen interiores al perfil y al círculo.

$\text{Log } \frac{\zeta}{z}$ es analítica regular en el exterior del círculo y tiende a cero en el infinito. Luego será de la forma:

$$\text{Log } \frac{\zeta}{z} = \sum_1^{\infty} \frac{a_n}{z^n}. [3]$$

Sean los valores de ζ y z sobre el perfil y sobre la circunferencia respectivamente,

$$\zeta = e^{\psi + i\theta} y \quad z = e^{\psi_0 + i\varphi}. [4]$$

Se deduce:

$$\begin{aligned} \left(\text{Log } \frac{\zeta}{z} \right)_c &= \psi - \psi_0 + i(\theta - \varphi) = \\ &= \sum_1^{\infty} (A_n + iB_n) (\cos n\varphi - i \sin n\varphi) = \\ &= \sum_1^{\infty} (A_n \cos n\varphi + B_n \sin n\varphi) + i \sum_1^{\infty} (B_n \cos n\varphi - \\ &\quad - A_n \sin n\varphi); \end{aligned} [5]$$

$$\text{siendo } A_n + iB_n = \frac{a_n}{e^{n\psi_0}}.$$

Por consiguiente:

$$\left. \begin{aligned} u = \psi - \psi_0 &= \sum_1^{\infty} (A_n \cos n\varphi + B_n \sin n\varphi) \\ \varepsilon = \theta - \varphi &= \sum_1^{\infty} (B_n \cos n\varphi - A_n \sin n\varphi) \end{aligned} \right\} [6]$$

Éstas son las dos series conjugadas [1].

Una dificultad esencial deriva de que u no se conoce sobre el círculo (en función de φ), como se precisa para aplicar la fórmula de POISSON [2], sino sobre el perfil (en función de θ).

No obstante, si el contorno del perfil difiere poco de una circunferencia, la resolución es sencilla por un método de iteración. Como valor inicial se parte de $\varepsilon_0 = 0$; luego $u_0(\varphi) = u_0(\theta)$; con este valor se calcula ε_1 por la fórmula de POISSON, y así sucesivamente. Todavía existe una dificultad: los perfiles usuales no se parecen a circunferencias; pero sí se parecen, en cambio, a un perfil teórico JOUKOWSKI, KÁRMÁN-TREFFTZ, etc., cuya función de representación es conocida. Luego, mediante ésta, por ejemplo, la de JOUKOWSKI, con los ejes en posición conveniente, se convertirá el perfil en una curva que difiera poco de la circunferencia correspondiente al perfil JOUKOWSKI utilizado.

Éste es el fundamento de la teoría de perfiles delgados de MUNK, GLAUERT, etc. Esta teoría, como es sabido, reduce el perfil a la línea media. Los resultados de esta simplificación son aprovechables, porque algunas características aerodinámicas de los perfiles dependen en esencia de la línea de curvatura media y principalmente de la magnitud y posición de su ordenada máxima. Por ejemplo, dependen principalmente de la curvatura de un perfil el coeficiente de momento con respecto al centro aerodinámico y la dirección de sustentación nula, la cual, a su vez, influye sobre el coeficiente de sustentación máximo, circunstancia que a veces utiliza el proyectista de aviones para retrasar la pérdida de sustentación en las puntas de las alas, empleando en ellas perfiles de mayor curvatura y mejorando así la estabilidad del avión a velocidades pequeñas. En cambio, la resistencia y la pendiente de la curva de sustentación dependen principalmente del espesor. La teoría de perfiles delgados tiene graves inconvenientes. La sustentación en el borde de ataque es infinita, excepto para un determinado ángulo de ataque (*), y la sustentación total se reparte por partes iguales entre extradós e intradós.

THEODORSEN (2) desarrolló un método para el estudio de perfiles gruesos, cuyo fundamento es el explicado anteriormente, el cual ha sido empleado sistemáticamente por N. A. C. A. en sus investigaciones sobre perfiles. El método es muy laborioso, exigiendo el cálculo de ψ y ε para cada perfil en un número de puntos comprendido entre 40 y 80, con

(*) El ángulo de ataque "ideal", concepto introducido por THEODORSEN y de gran importancia en el proyecto de perfiles. Véase Ref. (1).

dos iteraciones por lo menos. En la forma típica de generación de perfiles de N. A. C. A. por superposición de una línea media y un espesor básico simétrico, la línea media se estudia por la teoría de perfiles delgados para el coeficiente de sustentación de proyecto correspondiente al ángulo de ataque ideal, y el espesor básico, por el método de THEODORSEN aplicado a perfiles simétricos. Así, en la familia de perfiles de cinco números, los valores 2, 3, 4, 5 y 6 de la primera cifra corresponden a líneas medias con coeficientes de sustentación de proyecto de 0,30, 0,45, 0,60, 0,75 y 0,90, respecti-

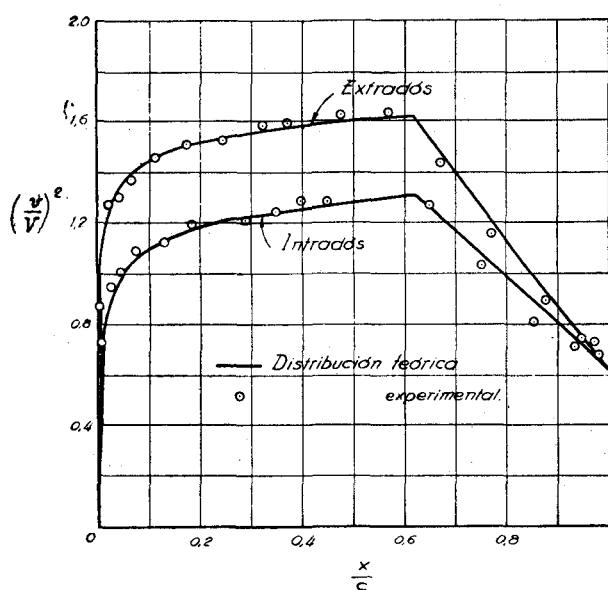
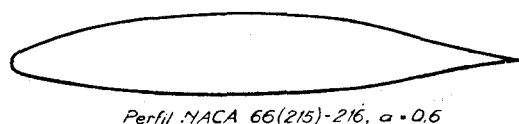


Figura 1.

vamente. La distribución de presiones del perfil curvado puede estudiarse a partir de las de la línea media y del perfil simétrico por un método rápido desarrollado por JULIAN ALLEN ⁽³⁾, de cuya aproximación puede juzgarse en la figura 1, correspondiente a un perfil laminar de N. A. C. A. ⁽⁴⁾. La aproximación disminuye al aumentar el espesor, por lo que el método es sólo aplicable a perfiles de espesor moderado. Como resultado de todo lo anterior, N. A. C. A. ha dado métodos de cálculo rápido, con aproximación más que suficiente, en la práctica, de la distribución de sustentación a lo largo de la cuerda y de la distribución de presiones sobre extradós e intradós en una gran variedad de perfiles con y sin flaps ^(5, 6). Los métodos han sido aplicados en Estados Unidos en las normas de pro-

yecto del Ejército y la Marina ⁽⁷⁾ y en las de aviones civiles ⁽⁸⁾. Un método aproximado, derivado del de THEODORSEN, en el que los cálculos son lineales en la curvatura y espesor, pero que da excelentes resultados incluso para espesores grandes, ha sido desarrollado por GOLDSTEIN en Inglaterra ⁽⁹⁾.

b) *Problema inverso.*—El problema inverso puede plantearse en términos parecidos a los anteriores.

Sea w el potencial complejo. Entonces las velocidades complejas en el perfil y en el círculo serán:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dw}{d\zeta} &= V e^{-i\theta} & \zeta &= e^{\psi + i\theta} \\ \frac{dw}{dz} &= v e^{-i\varphi} & z &= e^{\psi_0 + i\varphi} \end{aligned} \right\} \quad [7]$$

como antes,

$$\text{Log} \frac{dz}{d\zeta} = \text{Log} \frac{V}{v} - i(\theta - \varphi). \quad [8]$$

Luego $\log \frac{V}{v}$ y $(\varphi - \theta)$ son funciones conjugadas. Si se conoce $\frac{V}{v}$ sobre el círculo, puede calcularse $\varphi - \theta$ por la fórmula de POISSON. Conocido $\varphi - \theta$, se conoce $\frac{dz}{d\zeta}$ y, por consiguiente,

$$\zeta = \int_c \frac{d\zeta}{dz} dz. \quad [9]$$

Como en el problema directo, la dificultad deriva de que $\frac{V}{v}$ no se especifica sobre el círculo. V se especifica sobre el arco del perfil o la cuerda, y v se conoce sobre la circunferencia. MANGLER dió en Alemania, en 1938, una solución exacta, pero no aplicable en la práctica ⁽¹⁰⁾. Un método aproximado consiste en partir de una distribución prescrita sobre la circunferencia, es decir, dar $\frac{V}{v}$ en función de φ , y calcular el perfil correspondiente; la distribución de velocidades en este perfil, calculada por el método directo, no diferirá mucho de la prevista, si se tiene experiencia suficiente. Éste es el fundamento de un método desarrollado por los ingenieros de la casa Douglas ⁽¹¹⁾, y que aplican con éxito desde 1941. En Inglaterra, Lighthill ha puesto a punto un método análogo, de gran utilidad en el proyecto de perfiles laminares y de succión, donde todo depende de la distribución de presiones, y, por consiguiente, de velocidades, sobre el perfil ⁽¹²⁾.

3. EL PROBLEMA DE LA RESISTENCIA.

Es sabido que la resistencia de un perfil en corriente potencial estacionaria no desprendida de un fluido ideal es nula. Puesto que el campo de presiones alrededor de un perfil se aproxima mucho al que produciría un fluido ideal, la resistencia debe ser producida por la viscosidad, cuyo efecto, en las condiciones anteriores, se limita a la capa límite; es decir, la resistencia de un perfil es, sensiblemente, resistencia de rozamiento. Desde los tiempos de REYNOLDS se conoce la existencia de dos clases de movimientos fluidos: el laminar y el turbulento. Uno y otro se presentan en la capa límite, y el paso del primero al segundo, fenómeno llamado "transición", obedece a leyes no bien conocidas todavía.

a) *Transición.* — Las principales variables que influyen en la transición son: el número de REYNOLDS; la intensidad y escala de la turbulencia de la corriente en que se verifica el ensayo; la rugosidad de la superficie; la curvatura de la superficie y la distribución de velocidades a lo largo de la cuerda en el exterior de la capa límite o, lo que es lo mismo, el gradiente de presiones ⁽¹³⁾. Al objeto de esclarecer el problema, emprendió N. A. C. A. un amplio programa experimental, con la colaboración de varios laboratorios del país, a cada uno de los cuales encomendó el estudio de una determinada variable. Así, al Instituto de Tecnología de California se encomendó el estudio de la influencia de la curvatura; al de Massachusetts, el del gradiente de presiones; al National Bureau of Standards, el de la intensidad y escala de la turbulencia, etc. Los principales resultados de la investigación son los siguientes: el aumento del número de REYNOLDS, el aumento de la intensidad de la turbulencia y la reducción de su escala precipitan la transición; la curvatura convexa (extradós) influye poco; la cóncava (intradós) precipita la transición, por la inestabilidad dinámica que se produce; la rugosidad precipita la transición; presiones crecientes en el sentido de la corriente precipitan la transición; presiones decrecientes la retrasan.

En relación con el efecto desfavorable de la turbulencia es interesante observar que G. TAYLOR lo atribuía a la existencia de fluctuaciones de la presión en el exterior de la capa límite, las cuales producían momentáneos gradientes adversos de presión, acompañados de separación laminar, seguida de transición. Su teoría fué confirmada experimentalmente; pero al ensayar en corrientes de baja turbulencia (del orden de 0, 02 por 100) se confirmó experimentalmente una teoría de la inestabilidad de las capas laminares iniciada por TOLLMIE

MIEN en Alemania en 1923, según la cual, perturbaciones de la velocidad infinitamente pequeñas, de frecuencias contenidas en una banda función del número de REYNOLDS, se amplifican en la capa laminar hasta producir la transición. Esta teoría fué comprobada experimentalmente por primera vez en el National Bureau of Standards en 1940 ⁽¹⁵⁾. Posteriormente se ha confirmado por ensayos en otros centros. Como quiera que en la atmósfera libre la turbulencia es nula, es la inestabilidad del tipo TOLLMIE la que regulará la transición en ausencia de otras causas de perturbación, como, por ejemplo, la rugosidad de la superficie. Además, la influencia del gradiente de presiones se pone de manifiesto porque gradientes positivos ensanchan la banda de inestabilidad, mientras que gradientes negativos la reducen.

b) *Reducción de la resistencia.* — El interés práctico del problema de la transición se pone de manifiesto al analizar la resistencia de los perfiles.

Una placa plana en corriente uniforme tiene un coeficiente de resistencia de rozamiento, referido a la superficie de una cara, que en régimen laminar está dado por la fórmula de BLASIUS:

$$C_D = \frac{2,66}{\sqrt{R}}, \quad [10]$$

en función del número de REYNOLDS R. En régimen turbulento, la fórmula potencial, por ejemplo, da en superficies suaves:

$$C_D = \frac{0,144}{R^{1/5}}. \quad [11]$$

Calculando los valores correspondientes a un número de REYNOLDS de, por ejemplo, seis millones (para el que existe abundante información experimental), resulta:

Régimen laminar:

$$C_D = \frac{2,66}{10^3 \sqrt{6}} \approx 0,001.$$

Régimen turbulento:

$$C_D = \frac{0,144}{(6 \cdot 10^6)^{1/5}} \approx 0,0065.$$

Como vemos, si el régimen pasa de laminar a turbulento, la resistencia se hace seis veces y media mayor. En realidad el régimen es primero laminar y luego turbulento, por lo que la resistencia estará comprendida entre las dos anteriores. A números de REYNOLDS mayores, la diferencia es más gran-

de todavía. Con los números de REYNOLDS de vuelo de los aviones modernos (entre 20 y 30 millones o más) el coeficiente de resistencia turbulento puede ser diez veces mayor que el laminar:

Los perfiles de N. A. C. A. de cuatro y cinco cifras del 12 por 100 de espesor relativo máximo dan coeficientes de resistencia para

$$R = 6 \cdot 10^6 \text{ de } C_D = 0,006,$$

que corresponde a régimen turbulento sobre casi toda la superficie del perfil. Se comprende, pues, el

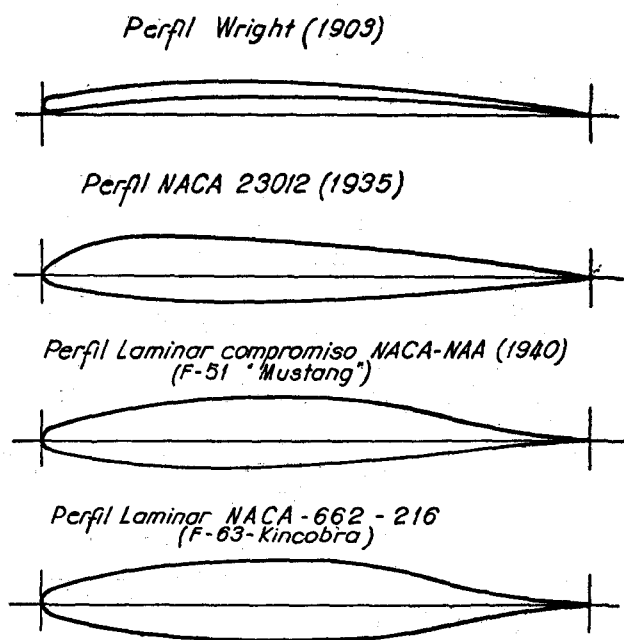


Figura 2.

interés de mantener régimen laminar mientras sea posible.

4. PERFILES LAMINARES.

En los perfiles clásicos de N. A. C. A. el mantenimiento del régimen laminar no es posible porque la distribución de presiones presenta un mínimo próximo al borde de ataque; a partir de él las presiones son crecientes, y ya hemos hablado del efecto adverso de los gradientes de presión positivos. Puesto que los gradientes de presión negativos ejercen efecto estabilizador en la capa límite laminar, el procedimiento para obtener perfiles laminar consistirá en proyectar perfiles con presiones decrecientes sobre una gran parte de la cuerda, por ejemplo, hasta el 50 por 100. Así se obtuvieron efectivamente los perfiles laminar de N. A. C. A. de las series 2 a 7. La ley de generación es la co-

nocida: superposición de una línea media y una distribución básica de espesor. La línea media, responsable principal de la sustentación, se calcula, en general, para distribución de sustentación constante en la primera fracción, α , de la cuerda y decrecimiento lineal a cero en el borde de salida. Un cálculo laborioso da la ecuación de la línea media que cumple esta condición. A ella se superpone una distribución básica de espesor, calculada por el método de THEODORSEN, con presiones decrecientes en la parte anterior (en general, hasta $x = \alpha$), y luego crecientes casi linealmente hasta el borde de salida. El método de THEODORSEN no es aplicable en su forma original a la resolución del problema inverso de perfiles. Por ello, en las primeras familias de perfiles laminar de N. A. C. A. se procedió por un método de falsa posición. Más tarde THEODORSEN adaptó el método por ligeras modificaciones de la curva ϵ . Este procedimiento se utilizó en la deducción de los perfiles de la familia N. A. C. A. 6⁽¹⁷⁾. Con ello la distribución de presiones sobre extradós e intradós es similar a la de la figura 1. La extensión α de capa límite laminar permisible está limitada por la posibilidad de recuperar la presión en la parte posterior del perfil, sin desprendimiento turbulento. El primer avión construido con perfil laminar fué el F-51 "Mustang", de la North American Aviation, en 1940; se utilizó un perfil de la serie 4 de N. A. C. A., con ligeras modificaciones introducidas por los Ingenieros de la N. A. A., de acuerdo con N. A. C. A. En la figura 2.^a se representa junto con el 23012 y uno de la serie 6 más moderna, para comparación. A título de curiosidad se añade el perfil empleado por los hermanos WRIGHT en 1903.

Con el punto de transición al 50 por 100 de la cuerda se puede alcanzar un coeficiente de resistencia de 0,004, en un perfil del 12 por 100 de espesor relativo máximo, a un número de REYNOLDS de seis millones; si el punto de transición se fija al 60 por 100 de la cuerda, el coeficiente se reduce a $C_D = 0,0035$. A mayores números de REYNOLDS, los valores obtenidos son menores; así, en 1945 Inglaterra obtuvo coeficientes de resistencia de 0,0028 a un número de REYNOLDS de 18 millones, ensayando en vuelo, con un avión Kingcobra (F-63) provisto de perfil N. A. C. A. de la serie 66, de espesor relativo del 16 por 100.

Al aumentar el ángulo de ataque, el gradiente favorable de presión en el extradós disminuye y luego cambia de signo en la inmediación del borde de ataque. Ello adelanta bruscamente el punto de transición, lo que determina un aumento rápido de

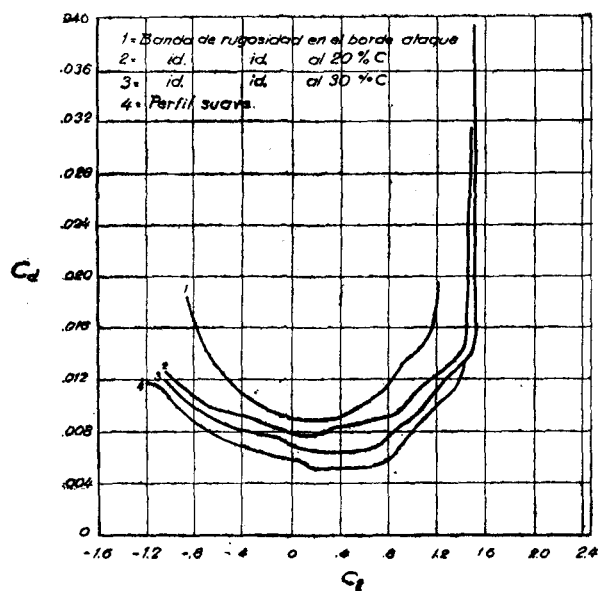


Figura 3.

la resistencia. Por ello, las curvas de resistencia de los perfiles laminares presentan una forma característica (en contraste con la parabólica de los perfiles clásicos) con un "intervalo de mínima resistencia" casi constante, cuya amplitud aumenta con el espesor del perfil, y para un perfil dado disminuye al aumentar el número de REYNOLDS. Fuera de este "intervalo de baja resistencia", la resistencia crece rápidamente (fig. 3). Una dificultad en la utilización práctica de los perfiles laminares procede de la gran precisión requerida en el trazado y de la necesidad de un acabado perfecto. Ondulaciones inapreciables de la superficie del orden de dos a tres centésimas de milímetro producen gradientes de presión desfavorables, con las consecuencias conocidas. Irregularidades superficiales, por ejemplo, partículas de polvo o insectos adheridos a la superficie producen una estela turbulenta con abertura de unos 15 grados, por lo que unas cuantas imperfecciones distribuidas cerca del bor-

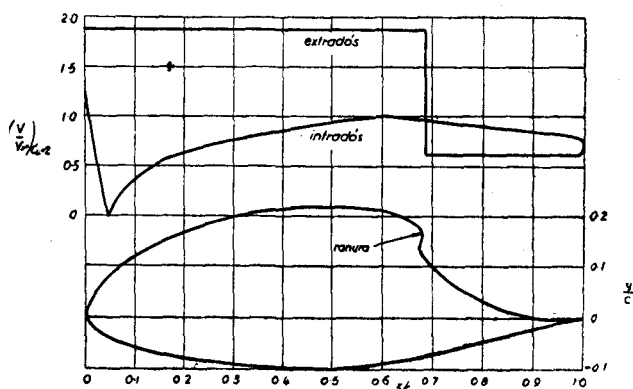


Figura 4.

de de ataque disminuyen muy apreciablemente la superficie laminar efectiva. Puede juzgarse de la gravedad del problema a la vista de la figura 3, en donde se muestran los efectos de la posición de una banda de rugosidad en un perfil laminar de N. A. C. A. Con la banda de rugosidad en el borde de ataque, el perfil se comporta peor que uno clásico del mismo espesor. N. A. C. A. ha normalizado el ensayo con superficie suave y rugosa. Esta última se logra por depósito de granos de *carborundum* de unas tres décimas de milímetro de diámetro en el borde de ataque (*).

Existen métodos físicos y químicos para poner de manifiesto a simple vista las zonas laminar y turbulenta de un ala. Los ensayos confirman todas las predicciones.

5. PERFILES DE SUCCIÓN.

Hemos visto que la extensión de capa límite laminar permisible está limitada por el espacio disponible para la recuperación de presiones en la zona posterior del perfil, sin desprendimiento turbulento. También hemos visto que el intervalo de baja resistencia es pequeño en perfiles de espesor moderado y que fuera de él la resistencia crece muy rápidamente. Estos inconvenientes pueden evitarse mediante el "control" de la capa límite, idea conocida de antiguo, pero cuya aplicación ha entrado en vías de realización recientemente, principalmente merced a los trabajos ingleses.

La idea fundamental se debe a GRIFFITH, y es la siguiente: Si la recuperación de presiones se localiza en un punto y en él se aplica una ranura de succión o soplado de la capa límite, se elimina el inconveniente de los gradientes positivos de presión y, por consiguiente, el peligro de desprendimiento turbulento. El método de LIGHTHILL permite la deducción de perfiles con las distribuciones de velocidad requeridas. Las predicciones teóricas han sido confirmadas experimentalmente en el túnel y en vuelo. La idea anterior es susceptible de aplicación a perfiles gruesos, con espesor relativo máximo del orden del 30 al 50 por 100 de la cuerda y con resistencias del orden de las que corresponderían a un perfil laminar del 12 al 15 por 100 de espesor (**). Las ventajas de estos perfiles son

(*) Para las condiciones exigidas en vuelo véanse, por ejemplo, los datos contenidos en la Ref. (9).

(**) La resistencia efectiva de estos perfiles se expresa por la del perfil, más la equivalente a la potencia necesaria para accionar la bomba de succión. La resistencia efectiva de un perfil de 30 por 100 de espesor, con ranura al 70 por 100 de la cuerda, a un número de REYNOLDS de 10 millones, es del orden de 0.004. (Véase Ref. 9.)

evidentes: se dispone de gran espacio para la estructura y utilización, por ejemplo, en alas volantes de tamaño pequeño; a causa del gran espesor, el intervalo de baja resistencia puede ser muy grande; por la misma razón, la pendiente de la curva de sustentación será grande; por ejemplo, entre 7 y 8 para perfiles de un espesor máximo próximo al 30 por 100. En la figura 4 puede verse un perfil de esta clase, del 31,5 por 100 de espesor, con ranura en el intradós, situada aproximadamente al 70 por 100 de la cuerda ⁽⁹⁾. Su intervalo de baja resistencia es de $C_L = 0$ a $C_L = 2$. Un perfil similar se está ensayando en vuelo en Australia ⁽¹⁸⁾.

Pero los perfiles de succión pueden tener también otras utilidades. Por ejemplo, en perfiles delgados, una ranura en la proximidad del borde de ataque permitirá obtener grandes coeficientes de sustentación máxima al eliminar el peligro del pico de depresión, sustituyéndolo por una discontinuidad de la velocidad. También pueden emplearse ranuras en los *flaps* para aumentar su efectividad. Se emplean también para evitar el desprendimiento en las puntas de las alas en flecha, idea aplicada con éxito por la casa Armstrong Whitworth. Naturalmente, existen problemas todavía en estudio y sin resolver. Hay que conocer la forma, tamaño, orientación, número y posición más conveniente de las ranuras, cantidad de aire a eliminar y forma de extraerlo, etc. Otra cuestión es la de la seguridad. ¿Qué ocurre en caso de avería en el mecanismo de succión? En relación con esto los ensayos demuestran que, incluso en perfiles muy gruesos, el fallo del mecanismo de succión no es catastrófico. También se estudia la posibilidad del soplado en vez de succión.

Finalmente, ofrece gran interés la succión continua a través de una superficie porosa que sustituirá con ventaja a las ranuras y, además, permitirá estabilizar las capas límites laminares contra la acción de pequeñas perturbaciones, como, por ejemplo, depósitos de insectos, etc. Las dificultades de realización práctica son grandes, pero la marcha de los ensayos permite suponer que se resolverá favorablemente este problema cuyo estudio fué iniciado por los alemanes.

REFERENCIAS.

- (1) THEODORE THEODORSEN: "On The Theory of Wing Sections with Particular Reference to the Lift Distribution". *T. R. de N. A. C. A.*, núm. 383, 1931.
- (2) THEODORE THEODORSEN: "Theory of wing Sections of Arbitrary Shape". *T. R. de N. A. C. A.*, número 411, 1931.
- (3) H. JULIAN ALLEN: "General Theory of Airfoil Sections Having Arbitrary Shape or Pressure Distribution". *T. R. de N. A. C. A.*, núm. 833, 1945.
- (4) IRA H. ABBOT, ALBERT E. VON DOENHOFF y LOUIS S. STIVERS, Jr.: "Summary of Airfoil Data". *N. A. C. A., ACR.*, L5C05; mayo 1945.
- (5) EASTMAN N. JACOBS y R. V. RHODE: "Airfoil Section Characteristics as Applied to the Prediction of Air Forces and their Distribution on Wings". *T. R. de N. A. C.*, núm. 631, 1938.
- (6) H. JULIAN ALLEN: "Calculation of the Chordwise Load Distribution over Airfoil Sections with Plain, Split, or Serially Hinged Trailing-Edge Flaps". *T. R. de N. A. C. A.*, núm. 634, 1938.
- (7) "Army-Navy-Civil Committee on Aircraft Design Criteria". *A. N. C.* 1 (2), 28 oct. 1942.
- (8) "Airplane Airworthiness". *Civil Aeronautical Manual*, 04, julio, 1944.
- (9) SYDNEY GOLDSTEIN: "Low-Drag and Suction Airfoils". *J. A. S.*, abril 1948.
- (10) W. MANGLER: "Die Berechnung eines Tragflügel profiles mit vorgeschriebenen Druckverteilung". *Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung*, vol. I, 1938.
- (11) GLENN H. PEEBLES: "A Method for Calculating Airfoil Sections from Specifications on the Pressure Distributions". *J. A. S.*, agosto 1947.
- (12) M. J. Lighthill: "A new Method of Two-Dimensional Aerodynamic Design". *R. and M.*, número 2112, abril 1945.
- (13) HUGH L. DRYDEN: "Turbulence and the Boundary Layer". *J. A. S.*, enero 1939.
- (14) W. TOLLMIEN: "General Instability Criterion of Laminar Velocity Distributions". *T. M. de N. A. C. A.*, núm. 792, 1946.
- (15) HUGH L. DRYDEN: "Some Recent Contributions to the Study of Transition and Turbulent Boundary Layers". *T. N. de N. A. C. A.*, núm. 1168, abril 1947.
- (16) K. D. WOOD: "Airplane Design", 8.ª ed., pág: A 20.
- (17) THEODORE THEODORSEN: "Airfoil Contour Modifications Based on ϵ Curve Method of Calculating Pressure Distribution". *N. A. C. A., ARR.*, L4G05, julio 1945.
- (18) *Aviation Week*, 13 diciembre 1948.